扑翼飞行器的凸轮摇杆型扑动机构设计与气动力学分析

张瑞坤[1],何畏[1],王习术[2],郑家伟[3],孙磊[1]

(1.西南石油大学机电工程学院,610500 成都;
2.清华大学航天航空学院,100083 北京;3.宝石机械成都装备制造分公司,610052 成都)

摘　要:为了提高扑翼飞行器的飞行性能,借鉴大型鸟类的飞行运动特征,设计了一种以凸轮摇杆为扑动机构的新型扑翼飞行器,建立了扑动机构的运动学和气动力学模型。结果表明:通过大型鸟类翅翼扑动规律对凸轮机构进行优化设计,得到了扑翼下扑占据整个扑动行程的60%左右;而提出的凸轮摇杆扑动机构的运动学模型,能够求解扑翼飞行器的相关运动参数。基于条带理论和扑翼飞行器的气动力模型,分别对凸轮摇杆扑翼飞行器、传统的双曲柄双摇杆机构扑翼飞行器的气动力进行计算比较,前者的平均升力为后者的1.382倍,前者平均推力为后者1.224倍,凸轮摇杆扑翼飞行结构具有更好的气动特性。

关键词:扑翼机构;凸轮摇杆;运动学分析;气动力

中图分类号:TH112.1　　　　**文献标志码:**A

Design and aerodynamic analysis of cam rocker flapping mechanism for flapping wing aircraft

ZHANG Ruikun[1],HE Wei[1],WANG Xishu[2],ZHENG Jiawei[3],SUN Lei[1]

(1. Southwest Petroleum University,School of Mechanical and Electrical Engineering,610500 Chengdu,China;
2. School of Aerospace Engineering,Tsinghua University,100083 Beijing,China;
3. BOMCO Chengdu Equipment Manufacturing Company,610052 Chengdu,China)

Abstract: In order to improve the flight performance of the flapping-wing aircraft, a new type of flapping-wing structure with a cam rocker as the flutter mechanism was designed based on the principle of flight movements of large birds. The corresponding kinematics and aerodynamic models were established. These results indicated that the cam mechanism was optimized by using the flapping mechanism of large bird wings. And the flapping stroke of the flapping wing as the cam mechanism could account about 60% for the entire flapping stroke. In addition, a kinematic model of the cam rocker flutter mechanism was also proposed, and related motion parameters were obtained. The aerodynamic parameters of the cam-rocker flapping-wing structure and the traditional double-crank and double-rocker flapping-wing aircraft were re-

收稿日期:2020-08-10　　　　**修回日期:**2021-10-27
基金项目:四川省科技支撑计划项目(No. 2014GZ0153)
通信作者:何畏,高级工程师,研究方向为石油机械和汽车。E-mail: 188039518@qq.com
引用格式:张瑞坤,何畏,王习术,等. 扑翼飞行器的凸轮摇杆型扑动机构设计与气动力学分析[J].应用力学学报,2022,39(1):72-78.
ZHANG Ruikun, HE Wei, WANG Xishu, et al. Design and aerodynamic analysis of cam rocker flapping mechanism for flapping wing aircraft[J]. Chinese journal of applied mechanics,2022,39(1):72-78.

spectively calculated and compared by using the strip theory and aerodynamic model. The compared results show that the average lift of the former using the cam rocker flapping mechanism is 1.382 times that of the latter, and the thrust of the former is about 1.224 times that the latter. Therefore, the new drive structure helps to improve the aerodynamic properties of bionic flapping-wing aircraft.

Key words: flapping-wing mechanism; cam rocker; kinematic analysis; aerodynamics

近年来,伴随着空气动力学、微机电制造技术的发展,微型飞行器(micro air vehicle,MAV)逐渐进入了人们的视野。根据产生升力方式的不同,把微型飞行器分为:固定翼型、旋翼型和扑翼型 3 种[1]。其中微型扑翼飞行器(flapping-wing micro air vehicle,FMAV)是模仿生物飞行机理,利用翅翼运动来产生飞行所需的升力和推力的新型飞行器,其具有耗能少、机动性能高等优点,是当前飞行器研究的热点[2]。

根据扑翼机构不同,扑翼飞行器可以分为模仿昆虫的多自由度扑翼飞行器和模仿鸟类的单自由度扑翼飞行器[3]。其中多自由度扑翼飞行器扑动机构通常是采用多个驱动机构共同协调驱动[4],因此机构复杂并且制造相对困难,在微小型扑翼飞行器中应用较少。

单自由度扑翼飞行器扑动机构大都采用曲柄摇杆机构来实现。文献[5]提出了采用单曲柄双摇杆机构作为扑翼飞行器扑动机构并且建立数学模型对摇杆扑动的角位移进行了分析。文献[6]在机械学、仿生学等约束条件下利用模式搜索法对单曲柄双摇杆机构进行了优化设计。文献[7]利用解析法与仿真试验相结合的优化方法给出了获得单曲柄双摇杆机构同步性能优化解的近似经验公式与设计曲线图。文献[8]为了提高扑翼机构两侧运动对称性,防止扑翼飞行器在飞行时发生翻滚、栽落,提出了一种空间曲柄摇杆机构,并且对扑翼扑动角度进行了运动仿真。文献[9]为了提高扑翼飞行器空间曲柄摇杆机构的可靠性,构建了一种全转动副空间扑翼机构并对其摇杆的角度和压力角进行了分析。

另外采用曲柄摇杆机构作为扑翼飞行器的扑动机构,侧翼的向上扑动所占时间与向下扑动所占时间是相等的。而研究发现,鸟类的扑翼运动中,上下扑动所占的时间比值也不相同,通常扑翼下扑所占时间约占整个扑动过程的 60% ~80%,这样有利于增大下扑时产生的升力,减小扑翼上扑时产生的负升力[10]。

因此,本文设计了一种凸轮摇杆机构作为扑翼飞行器的扑动机构,并通过模仿鸟类飞行扑动规律对凸轮轮廓曲线进行设计,使得扑翼飞行器扑翼能实现像鸟类翅翼一样复杂的扑动规律,从而提高扑翼飞行器的气动特性。此外,对上述机构进行运动学、气动力分析。

1 扑翼机构的设计

1.1 扑翼机构分析

单自由度扑翼机构主要是通过机构将曲柄的旋转运动转化为摇杆的往复摆动,从而带动飞行器翅翼上下扑动。图 1 所示的单曲柄双摇杆机构是最先被提出来的。其中曲柄在电机带动下做圆周运动,通过左、右两连杆带动两侧摇杆绕 O_1、O_2上下扑动,从而实现将电机的连续转动转化成扑翼的上下扑动。但是由于两摇杆的运动存在一定的相位差,扑翼飞行器左右两翅翼在扑动时不能同步,导致扑翼飞行器飞行时不稳定。因此,研究者提前分离运动支链,提出了如图 2 所示的双曲柄双摇杆机构以及曲柄滑块机构。同时也有学者改进机构构型,得到如图 3 所示的空间扑翼机构。

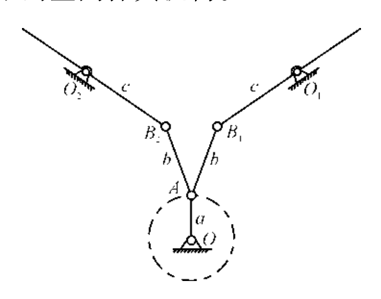


图 1 单曲柄双摇杆机构简图

Fig. 1 Single crank double rocker mechanism

这些机构很好地解决了扑翼机构的同步性问题,但它们都是通过电机带动曲柄旋转,进而带动作为翼梁的摇杆做往复运动,实现翅翼的扑动。因此,扑翼的扑动规律完全取决于电动机的转速变化,很难实现各种运动规律。为了适应扑翼飞行器飞行时扑动机构速度变化的复杂性,本文提出了如图 4 所示的新型凸轮摇杆机构作为扑翼飞行器的扑动机构。

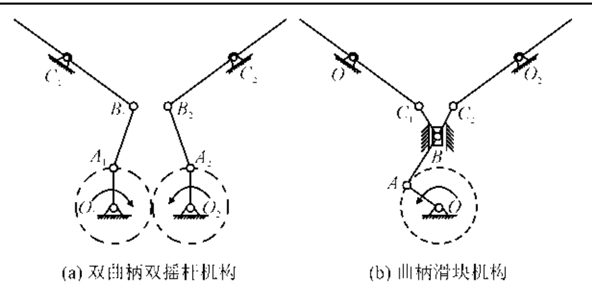


图 2　分离运动支链的平面扑翼机构

Fig. 2　Planar flapping-wing mechanism

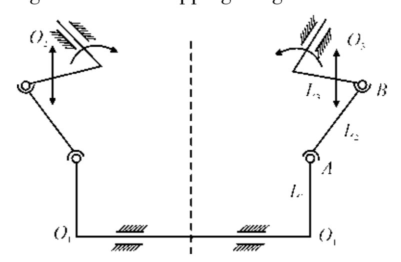


图 3　改进机构构型的空间扑翼机构

Fig. 3　Spatial flapping-wing mechanism

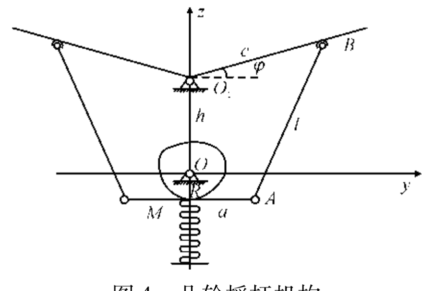


图 4　凸轮摇杆机构

Fig. 4　Cam rocker mechanism

图 4 所示扑动机构的工作原理为：盘形凸轮在电动机的驱动下转动，推动下面的顶板上下移动，两边的摇杆与顶板铰接。在顶板的带动下可实现上下扑动。因此，只要根据鸟飞行的扑动规律设计凸轮的轮廓曲线，就可以实现各种扑翼运动规律。

1.2　自由度计算

根据结构的对称性，只考虑单侧结构自由度，即

$$F = 3n - (2p_l + p_h) \tag{1}$$

机构的单侧结构由凸轮、顶板、连杆、摇杆 4 个构件组成，构件数 $n = 4$；包含 5 个低副和 1 个高副，即 $p_l = 5$，$p_h = 1$。代入式(1)，得到机构的自由度数 $F = 1$，所以该扑动机构有确定的运动。

2　尺寸统筹

2.1　扑动机构参数的确定

对于上述新型扑翼机构(见图 4)，为使侧翼的扑动规律符合鸟类侧翼的扑动规律，必须选择合适的构件参数。以凸轮回转中心 O 为坐标原点，水平侧翼方向为 x 方向，竖直向上为 y 方向建立坐标系。定义凸轮的曲半径率为 R，在近休点取最小值 $R_{\min}$，在远休点取最大值 $R_{\max}$。连杆 AB 长度为 l，摇杆 O_1B 的长度为 c，顶板 MA 长度为 $2a$，基架距 OO_1 的距离为 h，φ 为摇杆的转角。

机构中各个构件的参数 h、a、c 和 l，由传动件的尺寸和机身结构决定。取 $h = 42$ mm，$a = 36$ mm，$c = 40$ mm，$l = 65$ mm。凸轮的相关参数根据机构的运动学方程以及扑翼飞行器扑动的规律进行设计。

根据扑动机构的几何约束，得到连杆 l 的约束方程为

$$(c\cos\varphi - a)^2 + (h + c\sin\varphi + R)^2 = l^2 \tag{2}$$

类比中型鸟类的尺寸参数以及飞行时的扑动幅度。根据文献[8]取扑动幅度 $\varphi = 40°$，上极限位置 $\varphi_{\max} = 22°$，下极限位置 $\varphi_{\min} = -18°$。

由扑动机构的结构可以看出：凸轮处于近休点时，摇杆位于上极限位置；凸轮处在远休点位置时，摇杆位于下极限位置。即当 $R = R_{\min}$ 时，$\varphi = \varphi_{\max} = 22°$；$R = R_{\max}$ 时，$\varphi = \varphi_{\min} = 22°$。

将各构件的尺寸参数以及 $R_{\min}$、$R_{\max}$ 与 $\varphi_{\max}$、$\varphi_{\max}$ 的对应关系代入式(2)中，解得

$$\begin{cases} R_{\max} = 35.176 \text{ mm} \\ R_{\min} = 8.009 \text{ mm} \end{cases}$$

从工程实际角度出发，对其进行取整，得

$$R_{\max} = 35 \text{ mm}, R_{\min} = 8 \text{ mm}$$

2.2　凸轮的设计准则

根据凸轮顶板的上下两个极限位置，对凸轮机构进行设计。常用的凸轮机构的推杆运动规律有多项式运动规律、三角函数规律。为了减小凸轮运动时对顶板的冲击，提高机构寿命和保障运动轨迹的连续性和柔软性。选用既无刚性冲击又无柔性冲击的正弦加速度运动规律，其推程运动方程为[11-12]

$$\begin{cases} s = h_1[(\delta/\delta_0) - \sin(2\pi\delta/\delta_0)/2\pi] \\ v = h_1\omega[1 - \cos(2\pi\delta/\delta_0)]/\delta_0 \\ a_1 = 2\pi h\omega^2\sin(2\pi\delta/\delta_0)/\delta_0{}^2 \end{cases} \tag{3}$$

回程运动方程为

$$\begin{cases} s = h_1[1 - (\delta/\delta'_0) - \sin(2\pi\delta/\delta'_0)/2\pi] \\ v = h_1\omega[\cos(2\pi\delta/\delta'_0) - 1]/\delta_0 \\ a_1 = -2\pi h\omega^2\sin(2\pi\delta/\delta'_0)/\delta'^2_0 \end{cases} \tag{4}$$

式中：s 为顶板位移（单位为 m）；v 为顶板速度（单位为 m/s）；a_1 为顶板加速度（单位为 m/s^2）；δ_0 为推程运动角（单位为（°））；δ'_0 为回程运动角（单位为（°））；δ 为凸轮转角（单位为（°））；h_1 为顶板行程（单位为 m）。

根据文献[10]发现鸟类的扑翼运动中，上下扑动所占的时间比值不同。通常向下扑动时间约占整个扑动过程的60%，这样有利于增大下扑时产生的升力，减小向上扑动时产生的阻力。故本文取推程角 $\delta_0=216°$，回程角 $\delta'_0=144°$，以保证下扑所用时间占60%。根据式（3）、式（4）可以得到一个周期内，从动件的位移、速度和加速度曲线如图5所示。

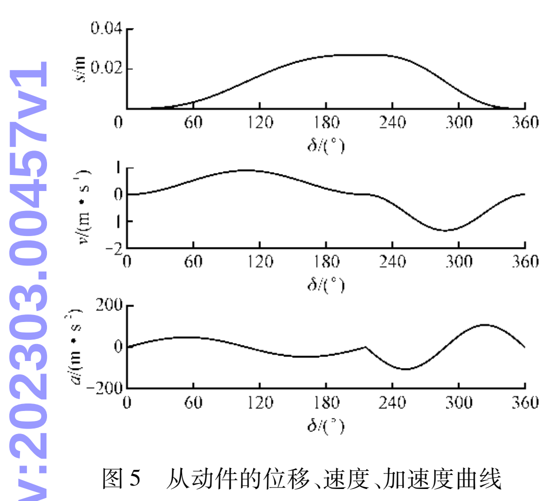


图5　从动件的位移、速度、加速度曲线

Fig. 5　Displacement, velocity and acceleration curve of follower

由推杆的位移转角图像可知：当凸轮转角为216°时，推杆到达最高点，此时推杆位移为0.270 m；随着凸轮继续转动，推杆从最高位置运动到最低位置，凸轮回程转角为144°。从推杆的速度转角图像可知：推杆在推程中，推杆运动最大速度为0.900 m/s，平均速度为0.225 m/s；推杆在回程中，最大速度为1.350 m/s，平均速度为0.337 5 m/s。从推杆的加速度转角图像可知：在推程中，推杆最大加速度为47.124 m/s^2；回程中，推杆的最大加速度为106.029 m/s^2；同时在凸轮转角为216°时，推杆的加速度曲线出现凸点。这是因为在216°时凸轮突然由推程转变为回程，推杆的加速度在该位置发生突变。

3　扑动机构运动学分析

3.1　扑动角度 φ 的计算

将连杆 l 的约束方程式（2）展开并进行整理，得

$$(2hc+2cR)\sin\varphi-2ac\cos\varphi+a^2+h^2+c^2-l^2+2hR=0 \tag{5}$$

将其进行简写，得

$$E\sin\varphi+F\cos\varphi+G=0 \tag{6}$$

其中

$$\begin{cases}E=2hc+2cR\\F=2ac\\G=a^2+c^2+h^2+R^2+2hR-l^2\end{cases} \tag{7}$$

对式（6）进行求解，得到扑翼结构的扑动角为

$$\varphi=\arcsin\left(\frac{-G}{\sqrt{E^2+F^2}}\right)-\arctan\frac{F}{E} \tag{8}$$

将凸轮在一个周期内的位移参数 R 代入式（8），利用 MATLAB 求解得到一个周期内摇杆的位移曲线，如图6所示。

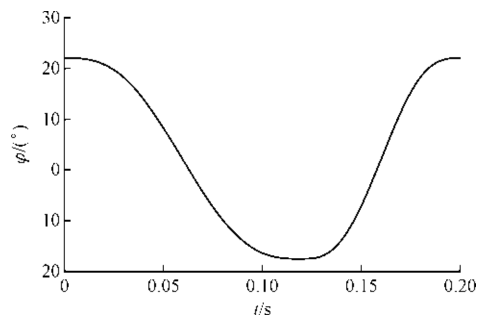


图6　摇杆角位移曲线图

Fig. 6　Angular displacement curve of rocker mechanism

根据摇杆的角位移曲线可知，摇杆的扑动幅度 $\varphi_{max}=39.521°$，上极限角度 $\varphi_{max}=22.010°$，下极限角度 $\varphi_{min}=17.511°$。

3.2　扑动角速度的计算

为了求得摇杆的扑动角速度，将角位移方程式（5）对时间求一阶导数，得到摇杆的角速度方程为

$$2hc\dot{\varphi}\cos\varphi+2c\dot{R}\sin\varphi+2cR\dot{\varphi}\cos\varphi+2ac\dot{\varphi}\sin\varphi+2h\dot{R}+2R\dot{R}=0 \tag{9}$$

对式（9）进行求解，得到摇杆的角速度为

$$\omega_c=\dot{\varphi}=\frac{\dot{R}(-2c\sin\varphi-2h-2R)}{(2hc\cos\varphi-2cR\cos\varphi+2ac\sin\varphi)} \tag{10}$$

将凸轮在一个周期内的位移参数 R、速度参数 $\dot{R}$ 以及摇杆的角位移参数 φ 代入式（10），利用 MATLAB 求解得到一个周期内摇杆的角速度曲线，如图7所示。根据计算结果可知：摇杆在下扑过程中，最大角速度为11.286 rad/s，平均角速度为5.748 rad/s；在上扑过程中，最大角速度为16.924 rad/s，平均角速度为8.622 rad/s。

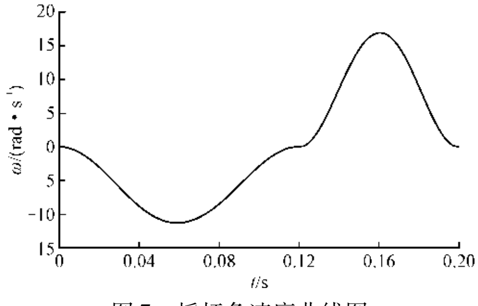


图 7 摇杆角速度曲线图

Fig. 7 Angular velocity curve of rocker mechanism

3.3 扑动角加速度的计算

将角位移方程式(5)对时间求二阶导数,然后进行化解整理,得到摇杆的角加速度方程为

$$\begin{aligned}&\dot{\varphi}(2hc\sin\varphi + 2cR\sin\varphi - 2ac\cos\varphi) - \ddot{\varphi}\\&= \frac{\ddot{R}(2hc + 2c\sin\varphi + 2R) - 2\dot{R}^2 - 4c\dot{R}\dot{\varphi}\cos\varphi}{2hc\cos\varphi + 2ac\sin\varphi + 2ac\cos\varphi}\end{aligned} \quad (11)$$

将凸轮的位移、速度、加速度参数以及摇杆的角位移、角速度参数代入式(11),利用 MATLAB 进行数值求解,得到一个周期内摇杆的角加速度曲线,如图 8 所示。从图 8 中可以看出,摇杆在下扑过程中,最大角加速度为 303.794 rad/s^2;在上扑过程中,最大角加速度为 658.874 rad/s^2;同时在 0.12 s 时加速度曲线出现凸点,这是由于在 0.12 s 时摇杆由下扑突然转变为上扑,加速度发生突变。

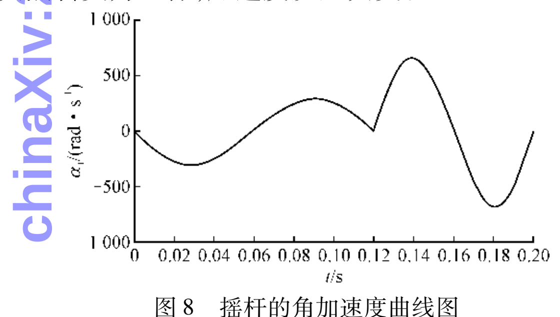


图 8 摇杆的角加速度曲线图

Fig. 8 Angular acceleration curve of rocker mechanism

4 空气动力学分析

4.1 扑翼飞行器气动力计算模型

近年来,人们对扑翼飞行器的气动力进行了大量研究,其中文献[13-14]采用求解 Navier-Stokers (N-S)方程对扑动翼的升力推力特性进行了研究;文献[15-16]采用涡格法进行了空气动力的计算,数值模拟方法求解的精度较高但是计算耗时;文献[17-20]利用改进的条带理论对扑翼的气动力进行计算,这种方法对扑翼飞行器产生的气动力进行估算快速并且准确。故本文应用条带理论对扑翼飞行器的气动力进行计算。

首先对扑翼进行简化,根据文献[21]选择前缘平直、后缘接近椭圆曲线的形状为扑翼机翼面形状,翅膀的气动力简化模型如图 9 所示。将拍式翅分为无数个宽度为 dr 的微小段长条,则微小段的面积为 dr · $c(r)$。则由于翼的拍动而作用于距离翅根 r 处的微小段所产生的升力与推力的表达式为

$$\begin{cases}dF_L(t,r) = \dfrac{1}{2}\rho C_L(\alpha(t))c(r)V^2(t,r)dr\\dF_T(t,r) = \dfrac{1}{2}\rho C_T(\alpha(t))c(r)V^2(t,r)dr\end{cases} \quad (12)$$

式中:$C_L(\alpha(t))$、$C_T(\alpha(t))$分别为升力、推力系数;$dF_L(t,r)$、$dF_T(t,r)$分别为翼单元的升力、推力;ρ 为空气密度,取 1.255 kg/m^3;$c(r)$为距拍打轴为 r 处翼的弦长(单位为 m);$V(t,r)$为拍动速度(单位为m/s)。

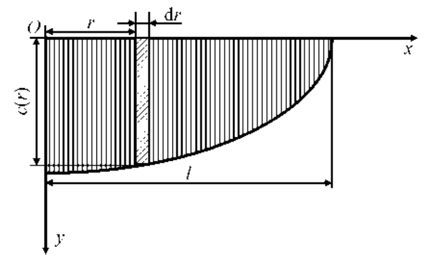


图 9 侧翼空气动力学简化模型

Fig. 9 Flank aerodynamic model

对于柔性翼[20],其中 $C_L(\alpha(t))$、$C_T(\alpha(t))$的值与翼型在气动中心处的攻角 α 以及翅翼皱褶角、波纹角有关;对于刚性翼,$C_L(\alpha(t))$、$C_T(\alpha(t))$,主要受到翼型在气动中心处的攻角 α 影响。本文采用刚性翼,不考虑翅翼皱褶角、波纹角对翅翼气动力的影响,根据文献[22],把机翼划分为一个个翼单元来进行研究,翼型截面如图 10 所示,翼型在气动中心处的攻角为

$$\alpha = \gamma + \psi + \beta \quad (13)$$

式中:ψ 为扑翼俯仰角;γ 为扑翼迎角;β 为速度 V 与 x 轴的夹角。

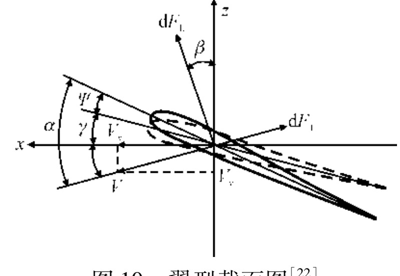


图 10 翼型截面图[22]

Fig. 10 Airfoil section[22]

升力系数与推力系数的计算式为[23]

$$\begin{cases} C_L = 0.225 + 1.58\sin(2.13\alpha - 7.20) \\ C_T = 1.92 - 1.55\cos(2.04\alpha - 9.82) \end{cases} \tag{14}$$

根据扑翼飞行器扑翼的扑动规律,得到距扑翼飞行器轴线 r 处的气动中心的速度为

$$V(t,r) = r\frac{\partial\varphi}{\partial t} = rw \tag{15}$$

将 dF_L、dF_T 分别沿扑翼飞行器翅翼展向方向进行积分,得到单个扑翼的升力和推力分别为

$$\begin{cases} L(t) = \int_0^{b/2} dF_L(t,r) = \int_0^{b/2} \rho C_L(t)c(r)V^2(t,r)dr \\ T(t) = \int_0^{b/2} dF_T(t,r) = \int_0^{b/2} \rho C_T(t)c(r)V^2(t,r)dr \end{cases} \tag{16}$$

4.2 扑翼飞行器的气动力计算

扑翼飞行器飞行的气动力大小与飞行器的飞行参数值密切相关。根据文献[19],取雷诺数 $Re = 10^5$,空气密度 $\rho = 1.225$ g/m^3。设计扑翼飞行器低速巡航速度为 $V_\infty = 3$ m/s,扑动频率 $f = 5$ Hz。在不考虑迎角对升力的影响的情况下,分别取扑翼飞行器的迎角 γ 为 $-4°$、$-2°$、$0°$、$2°$、$4°$。得到一个周期内凸轮摇杆扑翼飞行器与曲柄摇杆扑翼飞行器的升力曲线图如图 11 所示,推力曲线图如图 12 所示。

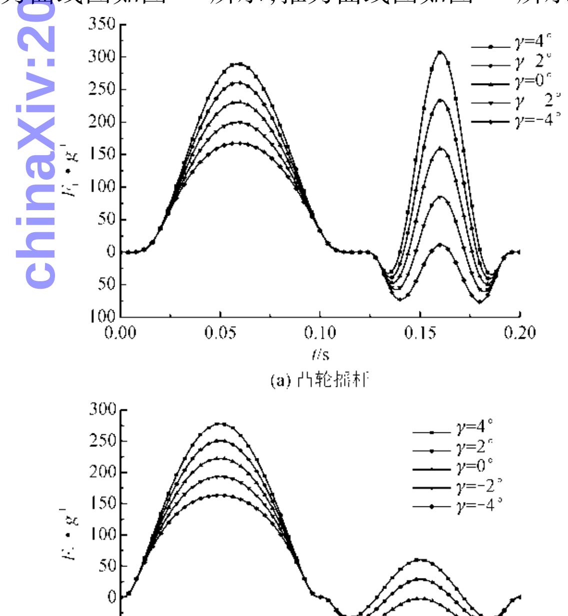


图 11 不同扑翼飞行器扑翼升力变化曲线

Fig. 11 Flapping lift curve of different flapping-wing aircrafts

由图 11 可以看出:随着扑翼迎角 γ 的增大,2 种不同扑翼机构扑翼飞行器的升力都随着扑翼迎角 γ 的增大而增大;在相同飞行参数和迎角下,下扑阶段两种扑动机构的升力曲线变化趋势基本相同,幅值基本相同,凸轮摇杆扑翼飞行器的下扑时间是曲柄摇杆扑翼飞行器的 1.2 倍;在上扑阶段,2 种不同扑动机构的扑翼飞行器的升力曲线变化趋势存在较大差异,凸轮摇杆扑翼飞行器升力高于曲柄摇杆扑翼飞行器升力;当扑翼迎角 $\gamma = 0°$时,曲柄摇杆扑动机构的扑翼飞行器的升力基本为负值,在 $(-48.234g, 0)$ 上周期性变化,凸轮摇杆机构扑翼飞行器在上扑周期升力大部分时间都为正值,并且上扑阶段的最大升力为 $159.245g$,在一个扑动周期内使用凸轮摇杆机构作为扑动机构的平均升力为 $73.726g$,是曲柄摇杆机构的 1.382 倍。

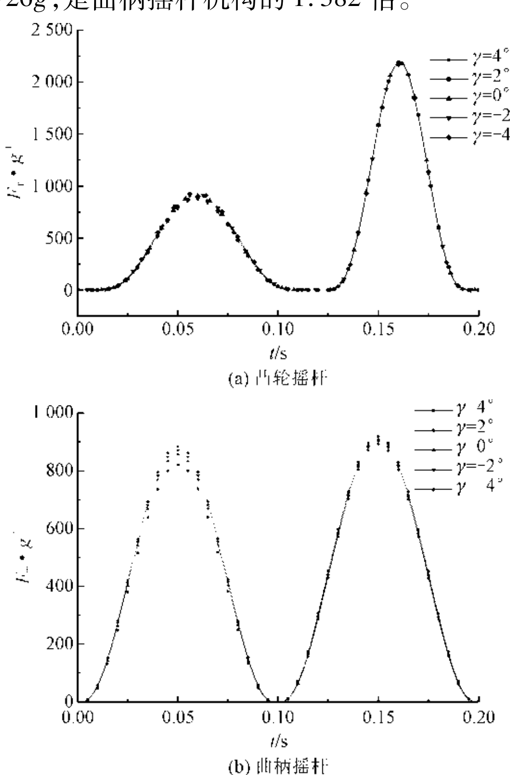


图 12 不同扑翼飞行器扑翼推力变化曲线

Fig. 12 Flapping thrust curve of different flapping-wing aircrafts

图 12 可以看出:当扑翼迎角 γ 增大时,2 种不同扑翼机构扑翼飞行器的推力受扑翼迎角 γ 的影响较小,基本保持不变,趋于稳定;在下扑阶段,两种不同机构的扑翼飞行器推力变化趋势基本相同,幅值基本相同,凸轮摇杆机构的推力幅值约为 $909.46g$,曲柄摇杆机构的推力幅值约为 $856.023g$;在上扑阶段,凸轮摇杆扑翼行器的推力明显高于曲柄摇杆扑翼飞行器;在一个扑动周期内,使用凸轮摇杆机构作为扑动机构的平均推力约为 $531.950g$,是曲柄摇杆扑翼飞行器平均推力的 1.224 倍。凸轮摇杆扑翼飞行器的气动特性更好。

5 结 论

结合鸟类飞行时翅膀的扑动规律,对传统的单自由度扑翼飞行器进行分析。设计了一种新型的凸轮摇杆仿生扑翼机构。并且对其进行了运动学和动力学分析,得到了如下结论。

1)凸轮摇杆仿生扑翼机构扑翼在扑动过程中下扑行程占整个扑动行程的 60%,满足鸟类飞行时翅翼的运动规律。

2)凸轮摇杆扑翼飞行器在一个周期内的平均升力为 159.245g,是曲柄摇杆扑翼飞行器的 1.382 倍,平均推力为 531.950g,是曲柄摇杆扑翼飞行器的 1.224 倍,凸轮摇杆扑动机构的扑翼飞行器的气动特性明显优于传统的曲柄摇杆扑动机构的扑翼飞行器。

3)凸轮摇杆机构作为扑翼飞行器的扑动机构,一定程度上可以获得较高的升力和推力,具有良好的气动性能,此类仿生扑翼机构值得进一步研究。

参考文献

[1] 袁昌盛,付金华. 国际上微型飞行器的研究进展与关键问题[J]. 航空兵器,2005(6):50-53.(YUAN Changsheng, FU Jinhua. Development and key technique of micro air vehicles[J]. Aero weaponry,2005(6):50-53(in Chinese)).

[2] 周凯. 微扑翼飞行器动力学仿真及驱动机构优化设计[D]. 西安:西北工业大学,2007.

[3] 刘聪. 仿生扑翼飞行器结构设计及其动力学仿真研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.

[4] 朱保利. 多自由度扑翼微型飞行器设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.

[5] 周凯,方宗德,张明伟. 一类微扑翼驱动机构的双重建模与仿真[J]. 机械传动,2007,31(6):27-29.(ZHOU Kai,FANG Zongde,ZHANG Mingwei. Double modeling and simulation of one drive mechanism of FMAV[J]. Journal of mechanical transmission,2007,31(6):27-29(in Chinese)).

[6] 周凯,方宗德,曹雪梅,等. 单曲柄双摇杆扑翼驱动机构的优化设计[J]. 航空动力学报,2008,23(1):184-188.(ZHOU Kai, FANG Zongde,CAO Xuemei,et al. Optimization design for single-crank and double-rocker kind of driving mechanism of FMAV[J]. Journal of aerospace power,2008,23(1):184-188(in Chinese)).

[7] 董二宝,许旻,李永新,等. 单曲柄双摇杆机构同步性能优化[J]. 机械工程学报,2010,46(7):22-26.(DONG Erbao,XU Min,LI Yongxin,et al. Synchronization optimum design of single-crank and double-rockers mechanism[J]. Journal of mechanical engineering,2010,46(7):22-26(in Chinese)).

[8] 徐一村,宗光华,毕树生,等. 空间曲柄摇杆扑翼机构设计分析[J]. 航空动力学报,2009,24(1):204-208.(XU Yicun, ZONG Guanghua,BI Shusheng,et al. Design and analysis of a spatial crank-rocker flapping-wing mechanism[J]. Journal of aerospace power,2009,24(1):204-208(in Chinese)).

[9] 郭建伟,周洋,贺业荣. 全转动副空间扑翼机构设计[J]. 机械传动,2014,38(5):74-76.(GUO Jianwei,ZHOU Yang,HE Yerong. Design of pure revolute-joint spatial flapping mechanism[J]. Journal of mechanical transmission,2014,38(5):74-76(in Chinese)).

[10] 王磊. 仿生扑翼飞行器的设计及气动力分析[D]. 北京:北京交通大学,2018.

[11] 孙桓,陈作模. 机械原理[M]. 北京:高等教育出版社,2001.

[12] 宋春芳,徐龙龙,刘彦琦. 含水平非线性弹簧的准零刚度隔振系统的力传递率研究[J]. 应用力学学报,2019,36(2):356-363.(SONG Chunfang,XU Longlong,LIU Yanqi. The force transmissibility of a quasi-zero stiffness isolation system with horizontal nonlinear springs[J]. Chinese journal of applied mechanics,2019,36(2):356-363(in Chinese)).

[13] TUNCER I H,PLATZER M F. Computational study of flapping airfoil aerodynamics[J]. Journal of aircraft,2000,37(3):514-520.

[14] ISOGAI K,SHINMOTO Y,WATANABE Y. Effects of dynamic stall on propulsive efficiency and thrust of flapping airfoil[J]. AIAA journal,1999,37(10):1145-1151.

[15] 郭宝宁,张慧. 软驱动飞行器的动力参数分析与控制[J]. 应用力学学报,2018,35(6):1254-1259.(GUO Baoning,ZHANG Hui. Dynamic parameter analysis and control for soft-actuated air vehicles[J]. Chinese journal of applied mechanics,2018,35(6):1254-1259(in Chinese)).

[16] 曾锐,昂海松. 仿鸟复合振动的扑翼气动分析[J]. 南京航空航天大学学报,2003,35(1):6-12.(ZENG Rui,ANG Haisong. Aerodynamic computation of flapping-wing simulating bird wings[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2003,35(1):6-12(in Chinese)).

[17] 杨永刚,苏汉平. 基于 XFlow 多自由度仿鸟扑翼飞行器气动仿真[J]. 系统仿真学报,2018,30(6):2162-2167.(YANG Yonggang,SU Hanping. Aerodynamic simulation of multi-DOF flapping-wing air vehicle of bird-like based on XFlow software[J]. Journal of system simulation,2018,30(6):2162-2167(in Chinese)).

[18] 江敬强,谢进,陈永. 一种仿生微扑翼机构的动力学分析和模拟[J]. 机械设计,2008,25(2):24-26.(JIANG Jingqiang,XIE Jin,CHEN Yong. Dynamic analysis and simulation of a bionic micro flapping wing mechanism[J]. Journal of machine design,2008,25(2):24-26(in Chinese)).

[19] DELAURIER J D,HARRIS J M. A study of mechanical flapping wing flight[J]. Aeronautical journal,1993,97(968):277-286.

[20] 谢鹏,姜洪利,周超英. 一种仿生扑翼飞行器的设计及动力学分析[J]. 航空动力学报,2018,33(3):703-710.(XIE Peng, JIANG Hongli,ZHOU Chaoying. Design and dynamic analysis of a flapping wing air vehicle[J]. Journal of aerospace power,2018,33(3):703-710(in Chinese)).

[21] 张小俊,胡淑玲. 扑翼飞行器平面形状对气动力的影响研究[J]. 飞行力学,2015,33(1):17-20.(ZHANG Xiaojun,HU Shuling. Influence of wing shape on the aerodynamic characteristics of flapping-wing vehicle[J]. Flight dynamics,2015,33(1):17-20(in Chinese)).

[22] 侯宇,方宗德,刘岚,等. 仿生微扑翼飞行器机构动态分析与工程设计方法[J]. 航空学报,2005,26(2):173-178.(HOU Yu, FANG Zongde,LIU Lan,et al. Dynamic analysis and engineering design of biomimetic flapping-wing micro air vehicles[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica,2005,26(2):173-178(in Chinese)).

[23] DICKINSON M H. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. Science,1999,284(5422):1954-1960.

(编辑 张璐)